

АЛГОРИТМЫ ВЕКТОРНОГО СОГЛАСОВАНИЯ БИНС С ВЫСОКОТОЧНОЙ ИНС

¹Галамай А.А.

¹ОАО «Научно-производственное объединение автоматики им. академика Н.А. Семихатова», Екатеринбург, Россия (620075, Екатеринбург, ул. Мамина-Сибиряка, 145), e-mail: avt@npoa.ru

Представлены результаты отработки метода векторного согласования БИНС, построенной на основе трех двухосных ДНГ и трех МА, с высокоточной ИНС, построенной на основе ГСП. В данном методе согласование осуществляется независимо друг от друга для тракта измерения параметров углового движения и тракта измерения параметров поступательного движения. При отработке метода выходная информация инерциальных датчиков моделировалась по телеметрической информации СУ РН «Союз-2».

Ключевые слова: БИНС, векторное согласование

ALGORITHMS OF VECTOR ACCORDANCE SINS WITH PRECISION INS

¹Galamay A.A.

PC RPA of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov, Yekaterinburg, Russia (620075, Mamina-Sibiryka st., 145), e-mail: avt@npoa.ru

The results of debugging of method of vector accordance SINS, built on the basis of three biaxial TRG and a three PA, with precision INS, based on a gyro-stabilized platform are obtained by means of mathematical modeling. Vectors accordance for path measurement parameters of angular motion and path parameters measurement of translation motion are performed independently in this method. Flight test data of «Soyuz-2» is used for debugging of method.

Keywords: SINS, vector accordance

Введение

Важным вопросом при обеспечении точности систем управления (СУ), использующих бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), является вопрос тарировки датчиков БИНС. Один из методов, позволяющий осуществить тарировку датчиков, – это метод векторного согласования БИНС с высокоточной инерциальной навигационной системой (ИНС) на определенных участках их совместной работы при предстартовой подготовке и в полете.

В настоящей статье представлены результаты отработки метода векторного согласования БИНС с гиросtabilизированной платформой (ГСП). В данном методе для тарировки датчиков угловой скорости (ДУС) БИНС в качестве параметров согласования используются элементы матрицы направляющих косинусов (или параметров Родрига-Гамильтона), характеризующей ориентацию связанной с изделием системы координат (ССК) относительно инерциальной стартовой системы координат (ИССК). Для тарировки акселерометров БИНС используются интегралы от проекций вектора кажущегося ускорения на оси ИССК.

Отработка метода осуществлялась в условиях углового и поступательного движения, характерных для РН «Союз-2».

Целями отработки являются:

- исследование вопросов, связанных с определением состава и периодичностью расчета циклических параметров БИНС и ГСП, необходимых для реализации векторного согласования; вопросов, связанных с определением участков и периодичностью тарировки датчиков БИНС; вопросов, связанных с определением состава погрешностей датчиков БИНС, тарировка которых осуществима с приемлемой точностью;
- получение алгоритмов корректируемой БИНС и векторного согласования;
- получение оценок погрешностей метода для определенного уровня характеристик случайных погрешностей ДУС и акселерометров.

Состав инерциальных приборов, принятых для построения метода векторного согласования, и состав циклических параметров, используемый для реализации векторного согласования

Векторное согласование осуществлялось для БИНС, имеющей следующий состав инерциальных датчиков:

- блок ДУС (БДУС), состоящий из 3-х двухосных динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ);
- блок акселерометров (БА), состоящий из трех маятниковых акселерометров (МА).

В качестве ГСП рассматривалась конструкция на основе трехосного гиросtabilизатора (ТГС).

На рисунке 1.1 относительно ССК ($Ox_1Y_1Z_1$) показана ориентация измерительных осей ДУС ($x_1, y_2, y_1, z_2, z_1, x_2$) и МА (A_1, A_2, A_3), входящих в состав БИНС. Измерительные оси датчиков в номинальной ориентации совпадают с осями ССК.

На рисунке 1.2 показана ориентация осей инерциальной приборной системы координат ($Ox_iY_iZ_i$), реализуемой ГСП, и направления изменения углов (φ, ψ, θ), определяющих пространственное положение ССК относительно ГСП.

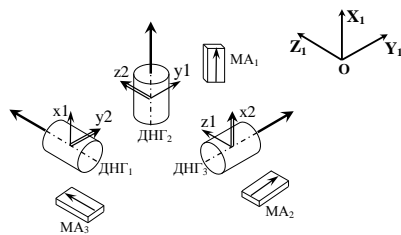


Рисунок 1.1

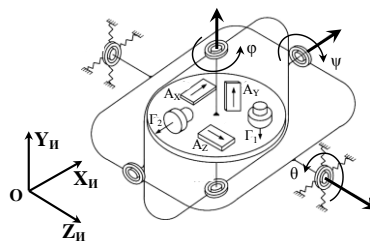


Рисунок 1.2

Схема ориентации осей инерциальных датчиков, показанная на рисунках, соответствует схеме ориентации измерительных осей ДУС КЕАФ34-008А блока «И» РН «Союз-2» и ТГС КЕАФ45-020А разработки ОАО «НПО Электроприбор», входящих в состав комплекса командных приборов (ККП) СУ РН «Союз-2». Отработка метода векторного согласования для такой схемы позволит в дальнейшем проверить его работоспособность по выходной информации указанных приборов, зарегистрированной в пусках РН «Союз-2», и при положительных результатах применить его для получения точностных характеристик ДУС блока «И» РН «Союз-2», реализовавшихся в пусках.

Ниже приведен состав циклических параметров, используемых для реализации векторного согласования.

Bk^* , $k=1,2$, – матрицы ориентации ССК относительно ИССК, вычисляемые с помощью алгоритма БИНС по показаниям БДУС относительно троек измерительных осей $(x1, y1, z1)$ и $(x2, y2, z2)$.

ΔW_1 – вектор, состоящий из приращений интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения на оси ССК, вычисляемых по показаниям БА БИНС.

B – матрица ориентации ССК относительно ИССК, вычисляемая по показаниям датчиков команд (ДК) ГСП.

W – вектор, состоящий из приращений интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения на оси ИССК, вычисляемых по показаниям БА ГСП.

Период расчета приведенных параметров составляет 0.06 секунд и равен периоду расчета параметров B и W для алгоритмов основной программы полеты СУ РН «Союз-2».

Вычисление матриц Bk^* , $k=1,2$, осуществляется с помощью «скользящего» алгоритма БИНС, полученного на основе 4-шагового алгоритма, описанного в [1]. Такой алгоритм

позволяет получать решение задачи БИНС с периодом, равным длительности цикла съема информации с датчиков БИНС, которая принята равной 0.06 секунд.

В таблице 1 приведены оценки максимальных значений (за весь участок полета) абсолютных погрешностей ($|\Delta\varphi|$, $|\Delta\psi|$, $|\Delta\theta|$) вычисления углов ориентации с помощью данного алгоритма БИНС, характеризующие его методическую погрешность.

Таблица 1 – Погрешности алгоритма БИНС в части вычисления параметров углового движения

$ \Delta\theta _{\max}$ (угл.с)	$ \Delta\psi _{\max}$ (угл.с)	$ \Delta\varphi _{\max}$ (угл.с)
0.4	0.5	0.3

Тарировка БДУС в данном методе векторного согласования

Оценивание составляющих погрешностей шестиосного БДУС осуществляется с помощью фильтра Калмана на определенных участках полета с определенным периодом параллельно для троек измерительных осей (x_1, y_1, z_1) и (x_2, y_2, z_2).

Для вычисления значений компонент векторов измерений $z_k = (z_{k1} \ z_{k2} \ z_{k3})^T$, $k=1,2$, в моменты оценивания используется формула:

$$\begin{pmatrix} 0 & -z_{k3} & z_{k2} \\ z_{k3} & 0 & -z_{k1} \\ -z_{k2} & z_{k1} & 0 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} (B \cdot (Bk^*)^T - Bk^* \cdot B^T). \quad (1)$$

Произведение матриц $B \cdot (Bk^*)^T$, фигурирующее в формуле (1) и характеризующее погрешность БИНС, можно представить через вектор конечного поворота (вектор Эйлера):

$$B \cdot (Bk^*)^T = E + \frac{\sin |\Phi k|}{|\Phi k|} \cdot \Phi k + \frac{1 - \cos |\Phi k|}{|\Phi k|^2} \cdot \Phi k^2,$$

где E – единичная матрица;

Φk – вектор конечного поворота;

$|\Phi k|$ – модуль вектора Φk ;

Φk – кососимметрическая матрица, соответствующая вектору Φk .

Откуда следует, что

$$\begin{pmatrix} 0 & -zk_3 & zk_2 \\ zk_3 & 0 & -zk_1 \\ -zk_2 & zk_1 & 0 \end{pmatrix} = \frac{\sin |\Phi k|}{|\Phi k|} \cdot \Phi k = \left(1 + O(|\Phi k|^2)\right) \cdot \Phi k,$$

т.е. с точностью до малых второго порядка относительно $|\Phi k|$ имеет место равенство $zk = \Phi k$.

В состав вектора оцениваемых параметров включены следующие составляющие погрешностей БДУС:

- погрешности ориентации измерительных осей относительно ССК (μ_{xk} , μ_{yk} , μ_{zk} , v_{xk} , v_{yk} , v_{zk} , $k=1,2$);
- погрешности масштабных коэффициентов ($\delta\rho\omega_{xk}$, $\delta\rho\omega_{yk}$, $\delta\rho\omega_{zk}$, $k=1,2$);
- погрешности нулевого сигнала ($\omega\tau_{xk}$, $\omega\tau_{yk}$, $\omega\tau_{zk}$, $k=1,2$).

Формула учета указанных погрешностей следующая:

$$\Delta\Gamma_1 = \begin{pmatrix} 1+\delta\rho\omega_{xk} & v_{xk} & \mu_{xk} \\ \mu_{yk} & 1+\delta\rho\omega_{yk} & v_{yk} \\ v_{zk} & \mu_{zk} & 1+\delta\rho\omega_{zk} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta\Gamma_{xk} \\ \Delta\Gamma_{yk} \\ \Delta\Gamma_{zk} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \omega\tau_{xk} \\ \omega\tau_{yk} \\ \omega\tau_{zk} \end{pmatrix} \cdot \Delta t, \quad (2)$$

где $\Delta\Gamma_1$ – вектор, состоящий из приращений интегралов от проекций вектора угловой скорости на оси ССК за такт измерения Δt ;

$\Delta\Gamma_{xk}$, $\Delta\Gamma_{yk}$, $\Delta\Gamma_{zk}$, $k=1,2$, – измеряемые приращения интегралов от проекций вектора угловой скорости на измерительные оси БДУС за такт измерения Δt .

Для рассматриваемого метода векторного согласования длительность периода оценивания принята равной 0.96 секунд. Оценивание осуществляется сразу для всех указанных выше погрешностей на двух участках: первый – с 1 по 30 цикл, второй – с 31 по 400 цикл (длительность полета РН «Союз-2» составляет около 600 циклов процедуры оценивания). В конце каждого участка оценивания (окончание 30 и 400 циклов) осуществляется коррекция БИНС. Итоговые оценки погрешностей равны суммам оценок, получаемых на первом и втором участках. Необходимость ввода двух участков оценивания вызвана относительно высокой априорной дисперсией погрешностей нулевого сигнала, задаваемой для фильтра Калмана (таблицы 2.1 – 2.3).

Для характеристики работоспособности метода было проведено 100 испытаний при определенном уровне разброса значений составляющих погрешностей БДУС от запуска к запуску для случая, когда погрешности на всем участке полета постоянны. Каждое испытание проводилось по следующей схеме:

1. случайным образом задавались значения составляющих погрешностей БДУС;
2. по заданным значениям погрешностей с помощью формулы (2) моделировалась выходная информация ДУС (значения параметров $\Delta\Gamma_{xk}$, $\Delta\Gamma_{yk}$, $\Delta\Gamma_{zk}$, $k=1,2$);
3. применялось векторное согласование, с помощью которого оценивались вложенные при моделировании значения составляющих погрешностей;
4. вычислялась разность между заданными по п. 1 значениями и полученными оценками.

В таблицах 2.1 – 2.3 представлены уровни разброса задаваемых значений погрешностей (на уровне характеристик от запуска к запуску ДУС КЕАФ34-008А) и отклонений от этих значений их оценок, получаемых в данном методе векторного согласования.

Таблица 2.1 – Характеристика оценивания погрешностей ориентации измерительных осей БДУС относительно ССК

μ_{x1}	ν_{x1}	μ_{y2}	ν_{y2}	μ_{y1}	ν_{y1}	μ_{z2}	ν_{z2}	μ_{z1}	ν_{z1}	μ_{x2}	ν_{x2}
угл.с				угл.с				угл.с			
разброс задаваемых значений погрешностей (3σ)											
206.3				206.3				206.3			
разброс отклонений оценок от задаваемых значений погрешностей (3σ)											
9.3	14.4	3.9	6.9	5.4	12.3	19.8	6.3	7.2	4.2	9	4.8

Таблица 2.2 – Характеристика оценивания погрешностей масштабных коэффициентов

$\delta\rho_{x1}$	$\delta\rho_{y2}$	$\delta\rho_{y1}$	$\delta\rho_{z2}$	$\delta\rho_{z1}$	$\delta\rho_{x2}$
%		%		%	
разброс задаваемых значений погрешностей (3σ)					
0.7		0.7		0.7	
разброс отклонений оценок от задаваемых значений погрешностей (3σ)					
0.0015	0.0009	0.0054	0.0015	0.0009	0.0054

Таблица 2.3 – Характеристика оценивания погрешностей нулевого сигнала

$\omega\tau_{x1}$	$\omega\tau_{y2}$	$\omega\tau_{y1}$	$\omega\tau_{z2}$	$\omega\tau_{z1}$	$\omega\tau_{x2}$
угл.с/с		угл.с/с		угл.с/с	
разброс задаваемых значений погрешностей (3σ)					
137.5		137.5		137.5	
разброс отклонений оценок от задаваемых значений погрешностей (3σ)					
3.3	2.7	2.7	2.1	2.4	2.1

Тарировка БА в данном методе векторного согласования

Для вычисления значений компонент вектора измерений $z = (z_1 \ z_2 \ z_3)^T$ в моменты оценивания используется формула:

$$z(N) = W(16 \cdot N) - \left(W(0) + \sum_{n=1}^{16 \cdot N} \frac{B(n-1) + B(n)}{2} \cdot \Delta W_1(n) \right), \quad (3)$$

где $W(16 \cdot N)$ – вектор, состоящий из приращений интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения на оси ИССК, вычисляемых по показаниям БА ГСП в цикле N процедуры оценивания;

$W(0)$ – вектор, состоящий из приращений интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения на оси ИССК в начальный момент процедуры оценивания;

$B(n)$ – матрица ориентации ССК относительно ИССК, вычисляемая по показаниям ДК ГСП в цикле n ;

$\Delta W_1(n)$ – вектор, состоящий из приращений интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения на оси ССК, вычисляемых по показаниям БА БИНС в цикле n за длительность его периода.

Длительности периодов составляют: для цикла n – 0.06 секунд, для цикла N – $16 \cdot 0.06 = 0.96$ секунд.

Использование матрицы ориентации, вычисляемой по показаниям ДК ГСП, в формуле (3) позволяет исключить влияние погрешностей БДУС на результаты оценивания составляющих погрешностей БА и реализовать независимое их оценивание.

В состав вектора оцениваемых параметров включены следующие составляющие погрешностей БДУС:

- погрешности ориентации измерительных осей относительно ССК (α_{A1} , α_{A2} , α_{A3} , β_{A1} , β_{A2} , β_{A3});
- погрешности масштабных коэффициентов ($\delta\rho_{A1}$, $\delta\rho_{A2}$, $\delta\rho_{A3}$);
- погрешности нулевого сигнала (τ_{A1} , τ_{A2} , τ_{A3}).

Формула учета указанных погрешностей следующая:

$$\Delta W_1 = \begin{pmatrix} 1+\delta\rho_{A1} & \beta_{A1} & \alpha_{A1} \\ \alpha_{A2} & 1+\delta\rho_{A2} & \beta_{A2} \\ \beta_{A3} & \alpha_{A3} & 1+\delta\rho_{A3} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta W_{A1} \\ \Delta W_{A2} \\ \Delta W_{A3} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \tau_{A1} \\ \tau_{A2} \\ \tau_{A3} \end{pmatrix} \cdot \Delta t$$

где ΔW_1 – вектор, состоящий из приращений интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения на оси ССК за такт измерения Δt ;

ΔW_{A1} , ΔW_{A2} , ΔW_{A3} – измеряемые приращения интегралов от проекций вектора кажущегося ускорения на измерительные оси БА за такт измерения Δt .

Для характеристики работоспособности метода были проведены испытания по схеме, аналогичной описанной в разделе 2 для БДУС. Оценивание в данном случае осуществлялось также сразу для всех указанных погрешностей с периодом 0.96 секунд, но на одном участке с 1 по 400 цикл.

В таблицах 3.1 – 3.3 представлены уровни разброса задаваемых значений погрешностей (на уровне характеристик от запуска к запуску акселерометров прибора КИНД34-052, разработки НИИ ПМ) и отклонений от этих значений их оценок, получаемых в данном методе векторного согласования.

Таблица 3.1 – Характеристика оценивания погрешностей ориентации измерительных осей БА относительно ССК

α_{A_1} , угл.с	β_{A_1} , угл.с	α_{A_2} , угл.с	β_{A_2} , угл.с	α_{A_3} , угл.с	β_{A_3} , угл.с
разброс задаваемых значений погрешностей (3σ)					
206.3		206.3		206.3	
разброс отклонений оценок от задаваемых значений погрешностей (3σ)					
4.71	3.69	0.03	1.71	4.08	0.09

Таблица 3.2 – Характеристика оценивания погрешностей масштабных коэффициентов

$\delta\rho_{A1}, \%$	$\delta\rho_{A2}, \%$	$\delta\rho_{A3}, \%$
разброс задаваемых значений погрешностей (3σ)		
0.017	0.017	0.017
разброс отклонений оценок от задаваемых значений погрешностей (3σ)		
0.0003	0.003	0.0024

Таблица 3.3 – Характеристика оценивания погрешностей нулевого сигнала

$\tau_{A1}, \text{м/с}^2$	$\tau_{A2}, \text{м/с}^2$	$\tau_{A3}, \text{м/с}^2$
разброс задаваемых значений погрешностей (3σ)		
0.0007	0.0007	0.0007
разброс отклонений оценок от задаваемых значений погрешностей (3σ)		
2.61E-06	1.02E-06	4.2E-06

Представленные результаты характеризуют погрешность рассматриваемого метода векторного согласования. Приемлемый уровень отклонений оценок, получаемых в результате векторного согласования, от истинных значений погрешностей, задаваемых при испытаниях, говорит о необходимости дальнейшего развития рассматриваемого подхода для получения эффективного метода полетной калибровки датчиков БИНС.

Литература

1. Вдовин, М.В., Гохфельд, В.Д. Вопросы разработки алгоритмов бесплатформенной инерциальной навигационной системы для систем управления на базе цифровой вычислительной системы «Малахит-7» // Ракетно-космическая техника: научно-технический сборник. – Сер. XI «Системы управления ракетных комплексов». Вып. 2. Екатеринбург, 2010. – С. 109 – 124.